

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Domaine aviation

Rapport final n° 2252 du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'accident de l'avion
Tecnam P2002-JF, HB-KPB,

survenu le 8 septembre 2013

à Prévessin / France

3.3 km au nord-ouest de l'aéroport de Genève (LSGG)

Aéropôle 1, 1530 Payerne
Tel. +41 58 466 33 00, Fax +41 58 466 33 01
info@sust.admin.ch
www.sese.admin.ch

Ursachen

Der Unfall ist aufgrund des Versagens eines Kondensators auf einen Kurzschluss zurückzuführen, der zu einer Rauchentwicklung im Cockpit führte, die den Piloten zu einer Notlandung im Gelände zwang.

Zum Unfall haben folgende Faktoren beigetragen:

- die Installation der Kondensatoren im Innenraum;
- die Verkabelung, die nicht den Vorgaben des Herstellers entsprach;
- die Behinderung der Sicherheitsmembrane des defekten Kondensators.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) relatives aux circonstances et aux causes de cet accident.

Conformément à l'article 3.1 de la 10e édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, de la Convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'article 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Toutes les informations contenues dans ce rapport, sauf indication contraire, se réfèrent au moment où s'est produit l'accident.

Pour assurer la protection des données, le rapport fait usage du masculin générique.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment où s'est produit l'accident correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (*central european summer time* – CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*coordinated universal time* – UTC) est : LT = CEST = UTC + 2 h.

Rapport final

Type d'aéronef	Tecnam P2002-JF	HB-KPB
Exploitant	Aéroclub de Genève, Groupe « vol à moteur », Case postale 60, CH-1217 Meyrin 2	
Propriétaire	SG Equipment Finance Schweiz AG, Gladbachstrasse 105, case postale, CH-8044 Zurich	

Pilote	citoyen suisse, né en 1968
Licence	de pilote privé d'avions (*private pilot licence aeroplane* – PPL(A)) selon l'Agence européenne de la sécurité aérienne (*European Aviation Safety Agency* – EASA), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 14 juin 2010
Qualification de classe	pour avions monomoteurs à pistons (*single engine piston* – SEP [*land*]) valable jusqu'au 31 juin 2014
Certificat médical	classe 2 / *light aircraft pilot licence* - LAPL, établi le 5 novembre 2012, valable jusqu'au 5 novembre 2014

Heures de vol				
	total	140 h	**au cours des 90 derniers jours**	2 :22 h
	sur le type en cause	139 h	**au cours des 90 derniers jours**	1 :21 h

Lieu	3.3 km au nord-ouest de l'aéroport de Genève (LSGG), Champ-Mategnin, commune de Prévessin, France		
Coordonnées	493 914 / 122 833 (Swiss Grid 1903)	**Altitude**	463 m/M
	N 46° 14' 54.8'' / E 006° 03' 46.8'' (WGS 84)		
Date et heure	8 septembre 2013, 12 h 54 min		

Type de vol	VFR de jour, privé
Phase de vol	montée initiale
Nature de l'accident	atterrissage d'urgence hors aérodrome

Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	1	1	2	sans objet
Total	1	1	2	0

Dommages à l'aéronef	gravement endommagé
Autres dommages	champ herbeux légèrement endommagé

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

L'accident a eu lieu sur le territoire français. Le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) français a délégué l'enquête au SESE.

Les informations contenues dans ce rapport sont basées sur les dépositions du pilote, d'un instructeur de vol arrivé peu après sur le lieu de l'accident et d'un mécanicien d'aviation ainsi que sur le relevé radar et le *transcript* des conversations radiotéléphoniques.

1.1.2 Faits antécédents

Le matin du 8 septembre 2013, environ une heure et demie avant le vol au cours duquel s'est produit l'accident, l'avion HB-KPB a effectué un vol local d'une durée de vingt-six minutes. Aucune défectuosité n'a été inscrite dans le carnet de route.

1.1.3 Le vol au cours duquel s'est produit l'accident

Le matin du 8 septembre 2013, le pilote accomplit sa préparation de vol au bureau de piste de l'aviation générale de l'aéroport de Genève et y dépose un avis de vol. Il est accompagné d'un passager et prévoit d'effectuer un vol local avec l'avion Tecnam P2002-JF, immatriculé HB-KPB. Puis tous deux se rendent au hangar de l'aéroclub afin de préparer l'avion. Le pilote procède aux vérifications extérieures sans avitailler l'avion. La mise en marche, le roulage et les contrôles précédant le décollage se déroulent normalement. Le pilote et son passager portent des garnitures radio (*headset*).

A 10 h 52 min, le HB-KPB décolle de la piste 23 gazon de l'aéroport de Genève. Environ trente secondes plus tard, lors de la montée initiale, le pilote entend un bruit ressemblant à un court-circuit électrique suivi immédiatement d'un bruit d'explosion. Juste après, de la fumée âcre et blanche apparaît au niveau du palonnier. Conformément au circuit d'aérodrome, le pilote entame un virage à droite et décide de maintenir l'altitude de 1700 ft. Puis il informe le contrôleur de la circulation aérienne (CCA) du fait qu'il y a un problème de fumée dans le cockpit et l'avertit qu'il désire rejoindre le circuit d'aérodrome de la piste 23 gazon.

Le CCA accuse réception du message puis ordonne à deux avions de ligne en approche finale pour la piste 23 béton d'effectuer une remise des gaz. Il demande également à un troisième avion de ligne préalablement autorisé à s'aligner sur la piste 23 béton de maintenir sa position au point d'attente. Le CCA appelle à trois reprises le pilote du HB-KPB sans obtenir de réponse.

Peu avant que le HB-KPB ne rejoigne le vent-arrière, une deuxième explosion se produit dans le cockpit et le dégagement de fumée augmente fortement. Les occupants ne voient plus les instruments et sont gênés par la fumée. Alors que le HB-KPB vole au cap nord, son altitude augmente jusqu'à 1900 ft et le pilote aperçoit, à ses dix heures, un champ herbeux orienté vers le nord-ouest. Il effectue un virage à gauche et se dirige vers ce champ. Il demande au passager de l'aider à ouvrir la verrière coulissante, verrouillée par une poignée centrale et par deux loquets latéraux. Les occupants réussissent à ouvrir la verrière et la fumée est aspirée hors du cockpit.

Le pilote observe des débris gris sur le plancher. Voyant distinctement le champ herbeux devant lui le pilote décide d'y atterrir en urgence. En fin de manœuvre, une ligne électrique le contraint à corriger légèrement la trajectoire puis l'avion atterrit dans le champ choisi. L'herbe est mouillée et le freinage a lieu sur une pente

légèrement descendante. L’avion traverse perpendiculairement et à faible vitesse une tranchée partiellement cachée par de l’herbe. La jambe du train avant ainsi que l’hélice se brisent. Deux minutes et vingt secondes après le décollage, l’avion s’immobilise une dizaine de mètres après la tranchée et les deux occupants, indemnes, évacuent immédiatement l’appareil. Il s’est écoulé environ une minute entre le premier appel radiotéléphonique du pilote annonçant le problème de fumée au CCA et l’atterrissage d’urgence.

Le contrôleur de la circulation aérienne ayant déjà alarmé le SSA[1], les secours arrivent rapidement sur place. Le pilote contacte par téléphone la tour de contrôle et informe le superviseur de son atterrissage d’urgence. Il contacte également un instructeur de l’aéroclub de Genève qui se rend rapidement sur place.

1.2 Conditions météorologiques

1.2.1 Généralités

L’accident a eu lieu à 12 h 54 min, dans un champ proche de l’aéroport de Genève. Les conditions météorologiques qui y prévalaient au moment de l’accident étaient pratiquement identiques à celles de l’aéroport de Genève.

1.2.2 Observation météorologique

Le message d’observation météorologique régulière pour l’aviation (*meteorological aviation routine weather report* – METAR) de Genève publié à 10:50 UTC était le suivant :

LSGG 081050 23004KT 160V300 9999 FEW018 SCT085 BKN110 21/15 Q1020 TEMPO SHRA

Ce qui signifie :

Vent	du 230° à 4 kt, variable entre 160° et 300°
Visibilité	plus de 10 km
Nuages	quelques nuages à 1800 ft AAE[2] nuages épars à 8500 ft AAE nuages fragmentés à 11 000 ft AAE
Température / point de rosée	21 °C / 15 °C
Pression barométrique QNH	1020 hPa
Fluctuations temporaires	averses de pluie

[1] SSA : Service de Sécurité de l’Aéroport International de Genève.

[2] AAE : *above aerodrome elevation*, au-dessus de l’altitude de l’aérodrome.

1.3 Renseignements sur l'aéronef

1.3.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-KPB
Type d'aéronef	Tecnam P2002-JF
Caractéristiques	Monomoteur biplace côte à côte à aile basse. Structure métallique avec un train d'atterrissage tricycle fixe.
Constructeur	Costruzioni Aeronautiche Tecnam S.R.L., Via Maiorise, 81043 Capua-Caserta, Italie
Année de construction	2008
N° de série	083
Certification de base	EASA CS-VLA[3] du 14 novembre 2003
Propriétaire	SG Equipment Finance Schweiz AG, Gladbachstrasse 105, Case postale, CH-8044 Zurich
Exploitant	Aéroclub de Genève, Groupe « vol à moteur », Case postale 60, CH-1217 Meyrin 2
Moteur	Rotax 912 S2
Hélice	Bipale à pas fixe
Equipement	Instrumentation VFR
Heures d'exploitation	Cellule : 2682:59 h TSN[4] Moteur : 923:02 h TSN Hélice : 2682:59 h TSN, 387:50 h TSO[5]
Nombre d'atterrissages	8803
Masse maximale autorisée	600 kg
Masse et centre de gravité	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel de vol de l'aéronef (*flight manual* – FM).
Entretien et contrôles techniques	Le dernier contrôle de 100 h a été effectué le 24 juillet 2013 à 2584:38 h TSN. Le dernier contrôle de 50 h a été effectué le 22 août 2013 à 2634:12 h TSN.
Réserve de carburant	La quantité emportée était de 50 l, ce qui était suffisant pour le vol projeté.
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC le 22 juillet 2008 / n° 1

---

[3] CS-VLA : *certification specifications for very light aeroplanes*. Monomoteur n'ayant pas plus de deux sièges, avec une masse maximale au décollage certifiée de 750 kg et une vitesse de décrochage en configuration d'atterrissage qui ne dépasse pas 45 kt (vitesse calibrée). Utilisation en VFR de jour uniquement.

[4] TSN : *time since new*, temps d'utilisation depuis neuf.

[5] TSO : *time since overhaul*, temps d'utilisation depuis révision.

Certificat de navigabilité	Catégorie : standard, normal. Etabli par l'OFAC le 11 septembre 2008.
Certificat d'examen de navigabilité	Délivré par l'OFAC le 22 août 2013. Date d'expiration : 11 septembre 2014.
Balise de détresse	Kannad 406 AF-Compact. Elle s'est activée suite à l'atterrissage d'urgence.

Aucune modification du système électrique n'a été effectuée depuis la mise en service de l'avion. De même aucun élément concernant l'ensemble constitué par l'alternateur, le redresseur-régulateur, le détecteur de surtension et les condensateurs n'a été remplacé durant l'entretien courant ou par suite de défectuosité.

1.3.2 Procédures d'urgence

Le manuel de vol prévoit dans le chapitre « Procédures d'urgence », sous la rubrique « Feu dans le cockpit en vol », la possibilité d'ouvrir la verrière en vol.

1.4 Renseignements sur le lieu où s'est produit l'accident

L'atterrissage d'urgence a eu lieu sur le territoire français dans un champ herbeux d'environ 650 x 200 m ayant une faible déclivité dans la partie où s'est terminé l'atterrissage. L'herbe mouillée avait une hauteur de 15 à 20 cm.

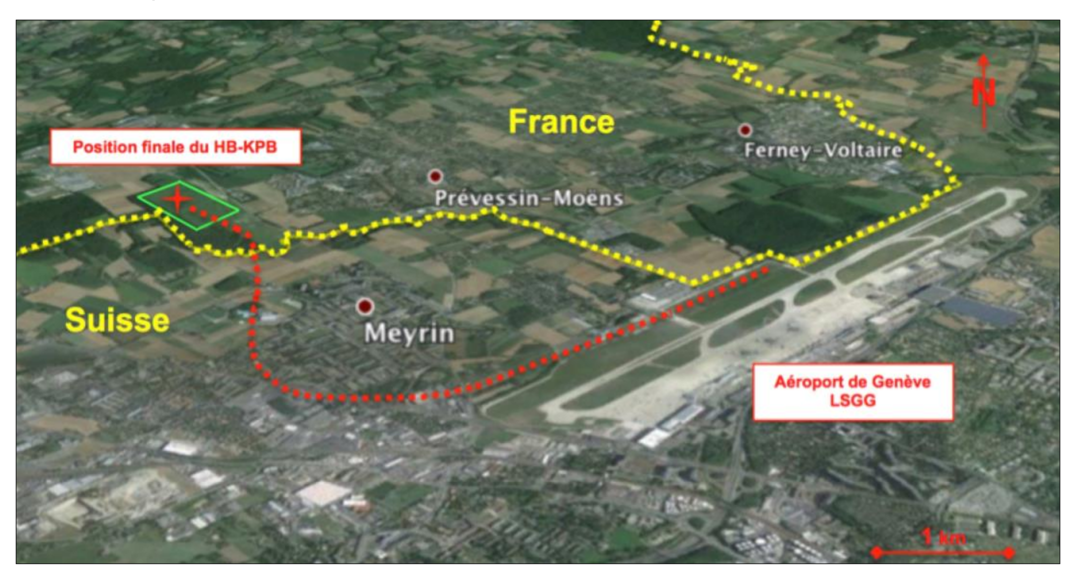


Figure 1 : trajectoire et position finale du HB-KPB. La ligne pointillée jaune représente la frontière franco-suisse.

1.5 Condensateur

1.5.1 Généralités

Un condensateur est un composant électrique constitué de deux électrodes séparées par un diélectrique. Les condensateurs électrolytiques ont un diélectrique constitué par une gelée, imposant l'utilisation d'un boîtier étanche. La propriété principale du condensateur est le stockage de charges électriques opposées sur ses électrodes. La quantité de charges stockées ou « énergie électrique » dépend de la nature du diélectrique, de la tension appliquée aux électrodes et de leur dimension.

L'aptitude d'un condensateur à stocker l'énergie électrique définit sa capacité symbolisée par la lettre C. L'unité de capacité est le farad, son symbole est la lettre F.

Toutefois les sous-multiples du farad, tel le microfarad (μF), sont plus souvent usités. La capacité totale de deux condensateurs couplés en parallèle est égale à la somme de leur capacité.

Un mauvais branchement, une sollicitation mécanique excessive voire un défaut interne du diélectrique ou de l'électrolyte peuvent conduire à l'apparition d'un chemin de faible résistance permettant le passage d'un courant de court-circuit. On parle alors d'un claquage du condensateur. L'énergie accumulée et la surchauffe dues au court-circuit peuvent provoquer l'ébullition voire la combustion de l'électrolyte et créer une surpression dans le boîtier. Une membrane de sécurité limitant la surpression est installée sur le boîtier des condensateurs pouvant présenter un risque en cas d'explosion. Cette membrane, à usage unique, est calibrée de manière à ce qu'elle se perce en cas de surpression, libérant l'électrolyte, voire de la fumée âcre et toxique si la température atteint une valeur suffisamment élevée.

1.5.2 Condensateurs installés sur le HB-KPB

Le manuel d'installation du moteur requiert que deux condensateurs électrolytiques de 22 000 μF, connectés en parallèle et constituant une capacité totale de 44 000 μF, soient reliés directement au redresseur-régulateur. Ces deux condensateurs sont des composants industriels classiques mais non certifiés selon le processus aéronautique. Leur durée de vie annoncée est de onze mille heures. L'utilisation de tels composants est conforme aux normes de certification de l'aéronef.

Les condensateurs de 22 000 μF choisis par le constructeur de l'avion sont du type électrolytique-aluminium[6], avec une tension de service maximale de 25 V DC[7]. Leur boîtier de 62 mm de hauteur et 32 mm de diamètre est en aluminium, recouvert d'une isolation plastique. Le couvercle est équipé d'une membrane de sécurité. Ces condensateurs assurent la protection du redresseur-régulateur ainsi qu'un lissage de la tension de sortie. Ceci est particulièrement important pour garantir un bon fonctionnement de la pompe à essence. Ils sont installés dans le cockpit, contre la cloison pare-feu, environ 20 cm au-dessus du palonnier droit. Une bride plastique les maintient sur une équerre en aluminium fixée par deux rivets aluminium à un support vissé contre la cloison (figure 2).

---

[6] Condensateur électrolytique-aluminium : type de condensateur polarisé dont l'électrode positive est une feuille d'aluminium recouverte d'alumine servant de diélectrique. L'électrode négative est formée d'une feuille d'aluminium recouverte d'un papier imprégné avec un électrolyte. Le tout constitue une membrane sandwich enroulée sur elle-même afin d'augmenter la surface des électrodes.

[7] DC : *direct current*, courant continu.



Figure 2 : condensateurs installés dans le cockpit d'un avion Tecnam P2002-JF similaire au HB-KPB.

Le moteur Rotax 912 S2 ainsi que ses variantes sont utilisés par d'autres constructeurs d'avions. L'enquête a relevé que plusieurs d'entre eux ont placé les condensateurs dans le compartiment moteur, hors de l'habitacle.

1.6 Renseignements sur les dégâts à l'avion

Après l'atterrissage, l'avion a traversé perpendiculairement une petite tranchée recouverte d'herbe ayant une section d'environ 30 x 30 cm. Lors de son franchissement, le train avant s'est replié sous le fuselage et s'est brisé au niveau du palier de guidage de la roue de proue qui s'est détachée. Les deux pales de l'hélice se sont brisées à mi-longueur. La position finale de l'avion se situait à une dizaine de mètres de la tranchée. Le fuselage, peu endommagé, était orienté selon l'axe longitudinal du champ. Les volets de courbure étaient rentrés et les commandes de vol ne présentaient pas de défectuosité.

Il n'y a pas eu de pollution et le sol n'a subi que des dégâts mineurs.

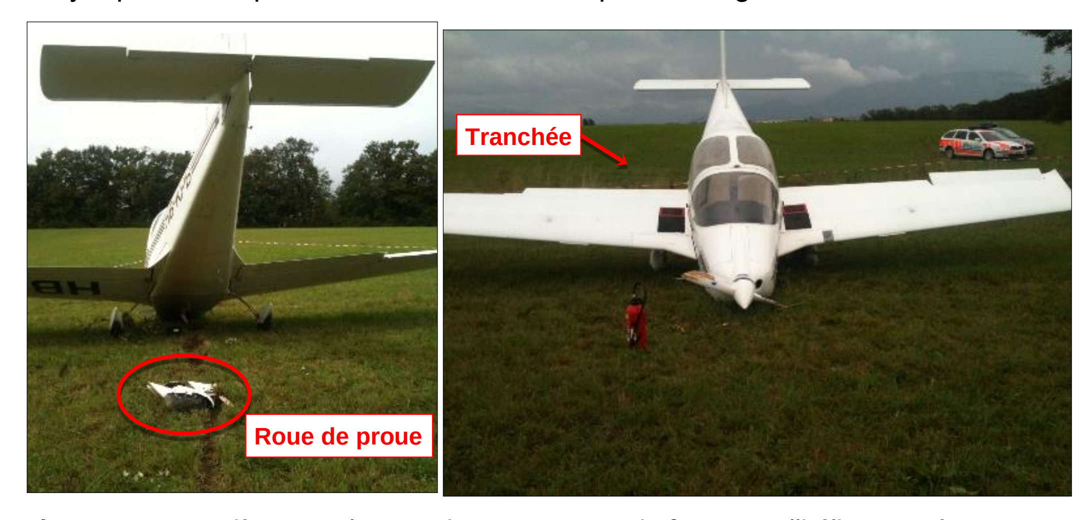


Figure 3 : vue arrière avec la roue de proue et vue de face avec l'hélice cassée.

Les interrupteurs principaux *master switch* et *generator switch* ont été retrouvés en position « ON ». Ils ont été déclenchés par l'instructeur de vol arrivé peu après sur le site de l'accident. Aucun disjoncteur (*circuit breaker*) ne s'est activé.

Un des deux condensateurs situés sous le tableau de bord a subi un court-circuit interne qui a produit un fort échauffement, ce qui a provoqué les dégâts suivants (figure 4) :

- la fusion partielle et le déchirement de l'isolation plastique recouvrant le boîtier en aluminium du condensateur ;
- l'explosion du condensateur ainsi que le déchiquetage du rouleau constitué par les électrodes et le papier imprégné d'électrolyte ;
- la projection de l'équerre en aluminium supportant les deux condensateurs, la force de l'explosion ayant ovalisé les trous de rivetage servant à sa fixation ;
- des brûlures sur le câblage électrique passant à proximité ;
- des brûlures dues à des projections d'électrolyte sur le filtre du régulateur de succion pneumatique des instruments à dépression.

La carcasse du condensateur explosé a été retrouvée sur le plancher côté passager. L'équerre en aluminium supportant les condensateurs était également sur le plancher mais du côté pilote.

L'autre condensateur, intact, était retenu par son câblage. Il a été démonté et n'apparaît pas sur la figure 4.

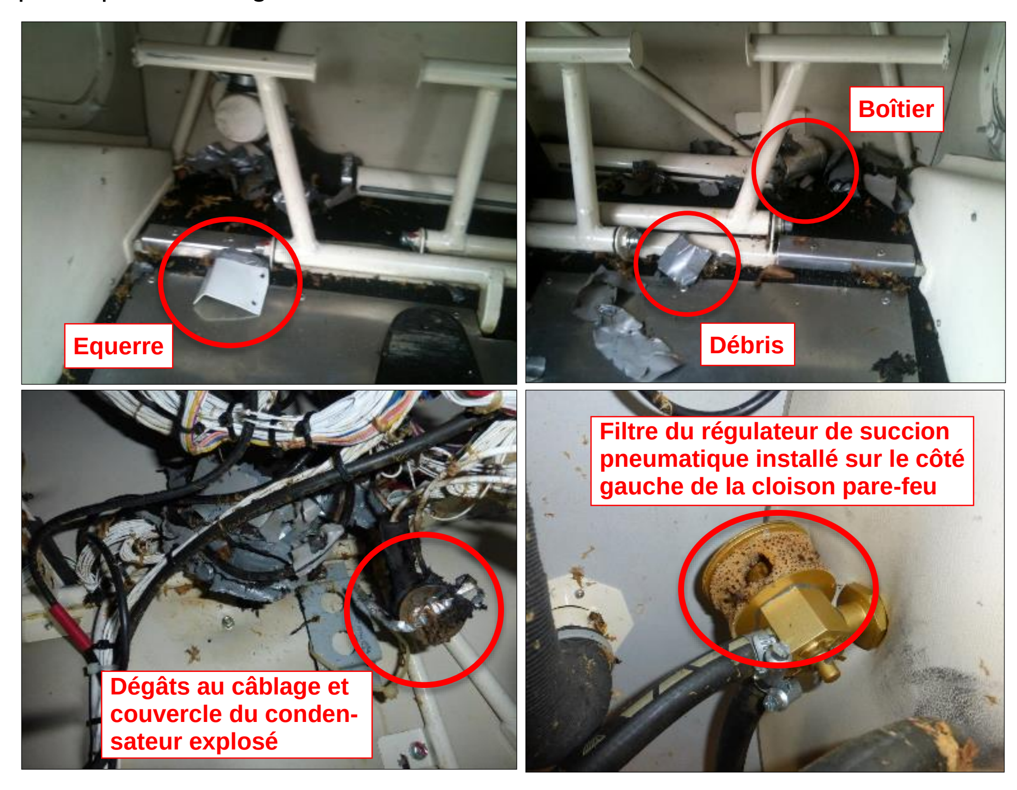


Figure 4 : dégâts électriques constatés suite à l'explosion d'un des condensateurs.

Quelques jours après l'accident, une inspection plus détaillée des dégâts électriques a été effectuée. Elle a mis en évidence ce qui suit :

le fusible principal de 50 A, de type automobile et vissé contre la cloison pare-feu du compartiment moteur, était fondu. Le trou de fixation de la cosse avec isolation jaune avait un diamètre correspondant à celui de la vis de serrage. La sécurité en nylon jaune de l'écrou était engagée sur le filetage et l'écrou était serré. La cosse

avec isolation rouge, plus grosse, contenait trois conducteurs. Etant plus épaisse, la cosse empêchait la sécurité en nylon de l'écrou d'être engagée sur le filetage de la vis de serrage. Toutefois l'écrou était serré.

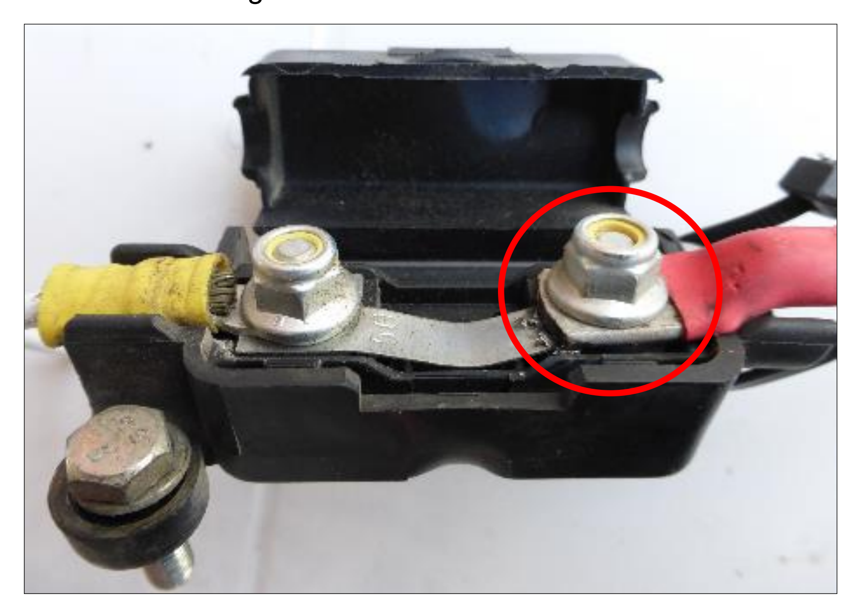


Figure 5: fusible principal de 50 A.

Concernant le condensateur endommagé, le passage d'un courant de court-circuit a produit un échauffement ayant fait fondre en partie l'isolation du boîtier et celle de la protection isolante noire de la cosse de la borne positive (figure 6). Cette cosse était positionnée de telle manière que son isolation recouvrait l'orifice de la membrane de sécurité. L'isolation avait fondu. Le sertissage du couvercle avait cédé et le boîtier était déformé.

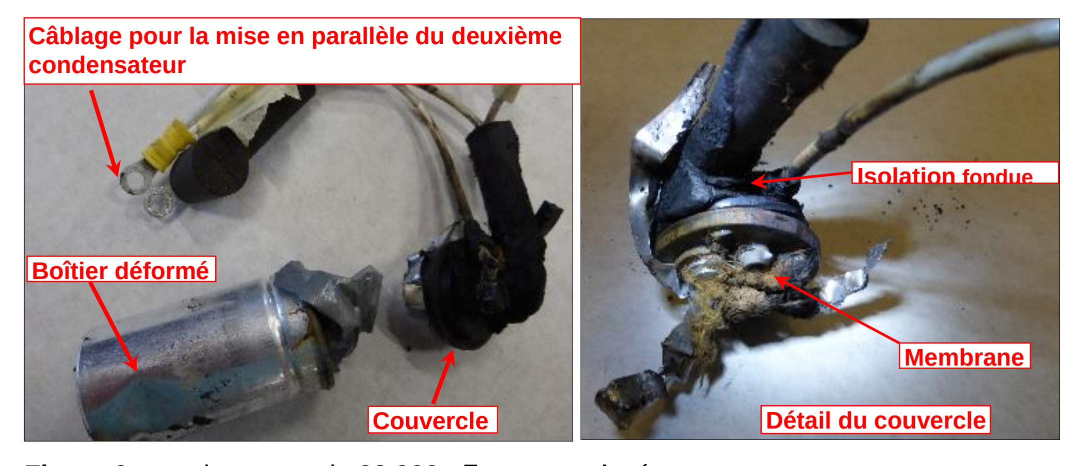


Figure 6 : condensateur de 22 000 µF ayant explosé.

1.7 Système électrique

1.7.1 Description

La tension du système électrique est de 12 V DC. La batterie est montée derrière le compartiment à bagages. Sur le tableau de bord, un interrupteur principal (*master switch*), commandant un relais, permet de connecter la batterie au réseau de bord.

L'alternateur, intégré à l'arrière du moteur et directement entraîné par le vilebrequin, assure la production électrique. Il ne possède pas de dispositif interne redresseur de courant. L'alternateur alimente un boîtier faisant fonction de redresseur-régulateur et contenant le système de redresseur à diodes, la régulation de charge de la batterie ainsi qu'un dispositif d'alarme activant une lampe témoin rouge sur le tableau de bord. Un interrupteur dénommé *generator switch* active le régulateur, permettant l'alimentation du réseau de bord par l'alternateur ainsi que la charge de la batterie. Un voltmètre permet de surveiller la tension du réseau de bord. Un ampèremètre indique le courant fourni par l'alternateur ou par la batterie. Un dispositif de protection contre les surtensions permet de déconnecter automatiquement l'alternateur du réseau de bord.

1.7.2 Schémas électriques

Parmi la documentation du constructeur, il existe plusieurs schémas représentant le système électrique :

- le schéma du manuel de vol (*flight manual* – FM). Il s'agît d'un schéma de principe à l'intention du pilote lui permettant de visualiser les composants ;
- le schéma du manuel de maintenance (*maintenance manual* – MM). Il est appelé schéma de câblage *wiring diagram* et est utilisé pour le dépannage et les réparations ;
- le schéma du catalogue de pièces (*illustrated parts catalogue* – IPC). Il permet d'identifier les divers composants et leur référence ;
- le schéma du manuel d'installation du moteur Rotax 912 S2 (*installation manual* - IM). Il décrit précisément la manière dont le constructeur de l'avion doit intégrer le moteur au système électrique de l'avion. Il préconise notamment l'installation de deux condensateurs de 22 000 µF.

Le schéma de principe tel que représenté à la figure 7 a été extrait du manuel de vol. Il représente, de façon simplifiée, le schéma de câblage (*wiring diagram*) du manuel de maintenance. Les deux condensateurs (1) ne figuraient pas sur le schéma de principe. Ils ont été ajoutés conformément au schéma de câblage du manuel de maintenance afin de faciliter la compréhension du système.

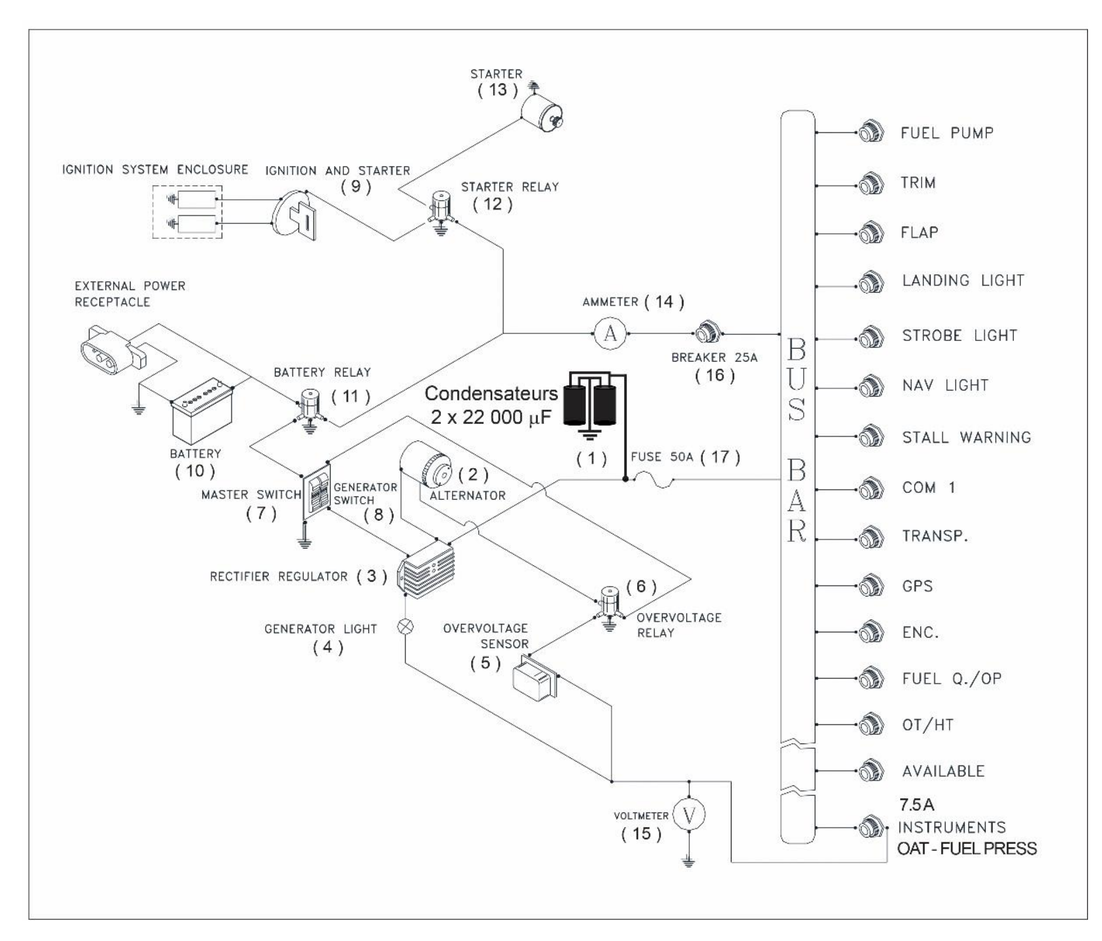


Figure 7 : schéma de principe extrait du manuel de vol.

Les composants du schéma de principe de la figure 7 sont décrits dans le tableau ci-après :

Ref.	Composant	Fonction	Situation	Remarque
1	Condensateurs 2 x 22 000 µF	Lissage du courant redressé.	Sous le tableau de bord, juste au-dessus du palonnier droit. Ils sont bridés sur une équerre en aluminium.	Ils sont reliés en parallèle, la capacité agissant sur le circuit est de 44 000 µF.
2	Alternateur (*generator*) Puissance 250 W à 5800 rpm	Production de courant électrique alternatif monophasé.	A l'arrière du moteur, en prise directe sur le vilebrequin.	Courant et tension sont dépendants de la vitesse de rotation du moteur.
3	Redresseur-régulateur (*rectifier-regulator*) Tension de sortie : 14.2 V +/- 0.3 V à partir de 1000 rpm +/- 250 rpm Courant : max 22 A	Redressement et régulation du courant alternatif produit par l'alternateur.	Vissé contre la cloison pare-feu du compartiment moteur. Les vis de fixation assurent la mise à la masse.	Le redresseur-régulateur déclenche une alarme lumineuse rouge (*generator light*) en cas de problème de charge de l'alternateur.
4	Lampe témoin (*generator light*)	S'allume en cas de panne de l'alternateur ou du redresseur-régulateur.	Tableau de bord, sur le côté droit.	Couleur rouge.

Ref.	Composant	Fonction	Situation	Remarque
5	Détecteur de surtension (*overvoltage sensor*)	Commande l'ouverture du relais de surtension en cas de tension trop élevée sur le bus d'alimentation des consommateurs.	Vissé contre la cloison pare-feu du cockpit, à droite sous le tableau de bord. Les vis de fixation assurent la mise à la masse.	
6	Relais de surtension (*overvoltage relay*)	Protection par ouverture du circuit de charge de l'alternateur.	Vissé contre la cloison pare-feu du compartiment moteur.	
7	Interrupteur principal (*master switch*)	Connecte la batterie au réseau de bord en activant la fermeture du relais (*battery relay).*	Tableau de bord, en bas à gauche, près de l'interrupteur à clé pour les magnétos.	
8	Interrupteur d'alternateur (*generator switch*)	Connecte l'alternateur au réseau de bord en activant la fermeture du relais (*overvoltage relay).*	Tableau de bord, en bas à gauche, à côté de l'interrupteur principal.	
9	Interrupteur rotatif à clé (*ignition et starter switch*)	Active les magnétos et le relais du démarreur (*starter relay*).	Tableau de bord, en bas à gauche, à côté de l'interrupteur principal.	La dernière position (démarrage) n'a pas de cran. Elle doit être maintenue par le pilote.
10	Batterie au plomb (*battery*) Tension : 12 V DC Capacité : 18 Ah	Réservoir d'énergie électrique pour le démarrage et le fonctionnement du réseau de bord.	Dans le fuselage, derrière la soute à bagages.	
11	Relais de batterie (*battery relay*)	Commandé par l'interrupteur principal (*master switch*), il permet de connecter la batterie au réseau de bord.	A côté de la batterie.	
12	Relais de démarreur (*starter relay*)	Commandé par la dernière position de l'interrupteur à clé, il permet d'activer le démarreur (*starter*).	Vissé sur la cloison pare-feu du compartiment moteur.	
13	Démarreur (*starter*)	Démarrage du moteur.	Fixé sur le moteur.	
14	Ampèremètre (*ammeter*)	Mesure le courant entre le bus-barre et la batterie.	Tableau de bord, sur le côté droit.	Une indication positive signifie que la batterie reçoit du courant de charge et que l'alternateur alimente correctement le réseau de bord. Une indication négative indique que la batterie alimente le réseau de bord.

Ref.	Composant	Fonction	Situation	Remarque
15	Voltmètre (*voltmeter*)	Mesure de la tension sur le bus-barre.	Tableau de bord, sur le côté droit.	Lorsque le moteur est arrêté ou lorsque l'alternateur est en panne, il mesure la tension de la batterie.
16	Disjoncteur 25 A *(circuit breaker)*	Protection par ouverture du circuit si le courant dépasse 25 A.	Sur le panneau des disjoncteurs fixé sur la paroi droite du cockpit.	Indication mécanique d'ouverture par une partie saillante et visible pour le pilote. Il est possible de réenclencher le disjoncteur en appuyant sur l'indicateur d'ouverture.
17	Fusible 50 A (*fuse*)	Protection par ouverture du circuit si le courant dépasse 50 A.	Vissé sur la cloison pare-feu du compartiment moteur, à côté du redresseur-régulateur.	Ouverture du circuit par fusion d'une lamelle calibrée. Aucune indication directe pour le pilote.

Figure 8 : tableau descriptif des éléments du schéma de principe de la figure 7.

1.7.3 Câblage du HB-KPB

L'enquête a relevé des différences significatives entre le câblage effectif du HB-KPB et le schéma de câblage du constructeur.

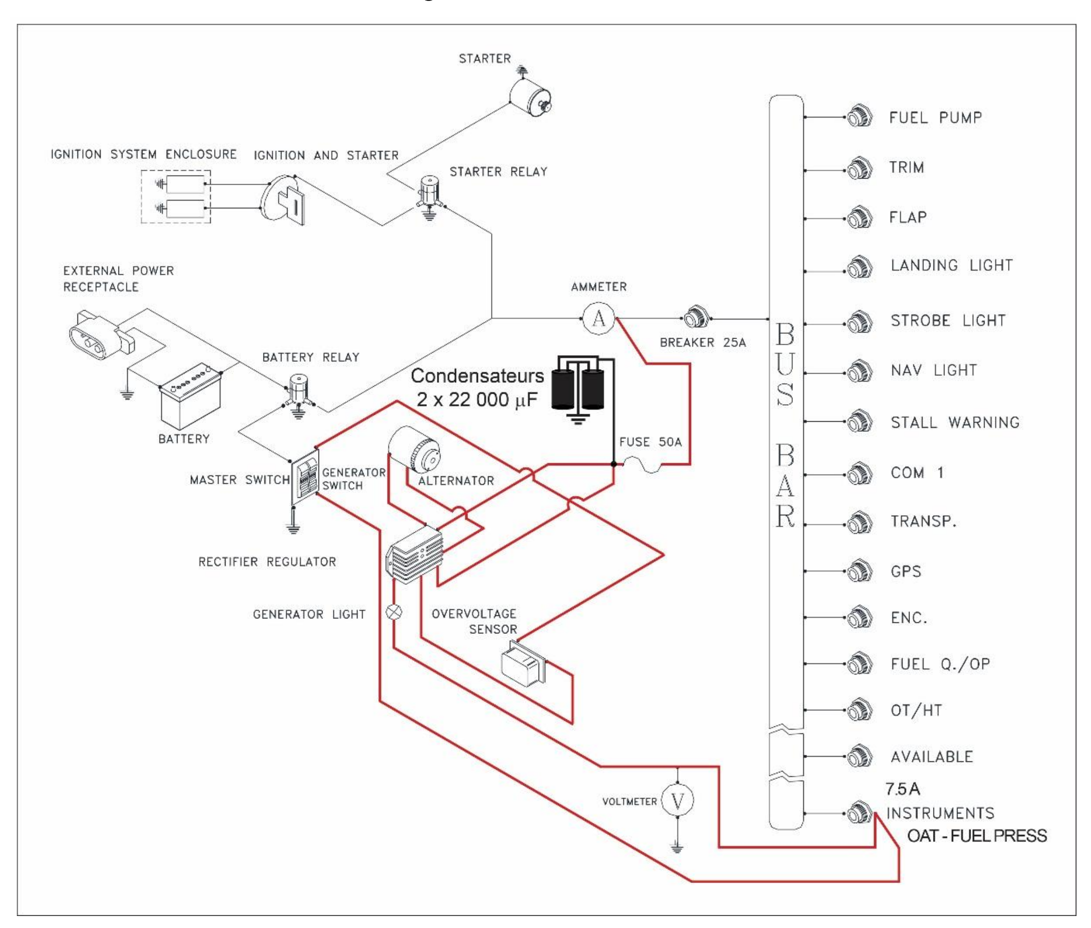


Figure 9 : schéma établi selon le relevé de câblage du HB-KPB.

Les différences avec le schéma de la figure 7 sont dessinées en rouge. Elles peuvent être résumées comme suit :

- aucun relais de surtension n'était installé ;
- le détecteur de surtension était en série avec le *generator switch* et ce dernier ne commandait plus un relais de surtension mais activait ou désactivait le redresseur-régulateur ;
- l'alternateur était relié en permanence au redresseur-régulateur ;
- le fusible de 50 A n'était pas relié directement au bus-barre principal mais sur une des bornes de l'ampèremètre.

1.8 Essais et recherches

1.8.1 Alternateur du HB-KPB

L'alternateur et son câblage ont été vérifiés. Aucun défaut technique n'a été mis en évidence.

1.8.2 Avions similaires

Un câblage provisoire a été installé en dérivation sur le bornier du redresseur-régulateur de tension de deux avions similaires au HB-KPB. Ceci a permis d'établir des mesures de référence de la tension et du courant de charge de l'alternateur.

1.8.3 Composants du système électrique

Le redresseur-régulateur, le détecteur de surtension, le condensateur non endommagé ont été testés en laboratoire avec un banc d'essai reproduisant le câblage du HB-KPB. Tous fonctionnaient correctement.

1.8.4 Condensateurs

Divers essais en laboratoire ont été effectués sur des condensateurs du même type que celui mis en cause dans l'accident.

1.8.4.1 Essai de surtension

Une surtension de 20 %, soit 30 V DC, a été appliquée. Aucun effet n'a été constaté.

1.8.4.2 Essai de polarité inverse

Une tension de 14 V DC a été appliquée en polarité inverse simulant une erreur momentanée de montage. Un courant de fuite de 130 mA est apparu après cinq minutes, atteignant 1070 mA après dix minutes et provoquant un échauffement du condensateur jusqu'à 40 °C. Puis le condensateur a été débranché et une minute plus tard il était déchargé. Juste après, une tension de 14 V DC, avec polarité correcte, a été appliquée durant cinq minutes. Aucun courant de fuite n'a été constaté. La tension a été augmentée à 30 V DC et aucun courant de fuite n'a été détecté.

1.8.4.3 Essai de court-circuit à 20 A avec membrane de sécurité dégagée

Un courant initialement limité à 10 A traversait le condensateur. La membrane de sécurité s'est rompue après cent vingt secondes, produisant un bruit sec significatif, suivi d'un chuintement. Le courant a été interrompu. Il n'y a pas eu de fumée mais de l'électrolyte est sorti du boîtier.

Le courant a été rétabli rapidement et augmenté jusqu'à 20 A. Après quarante secondes, un fort dégagement de fumée est apparu, suivi, trois minutes plus tard, d'une explosion. La membrane de sécurité a été expulsée du couvercle mais le boîtier est resté intact.

1.8.4.4 Essai de court-circuit à 20 A avec membrane de sécurité obstruée

Un courant limité à 20 A traversait un nouveau condensateur ayant la membrane de sécurité obstruée afin de simuler l'obstruction provoquée par l'isolation de la cosse de la borne positive. Deux minutes après le début du court-circuit et sans signe préalable, une explosion s'est produite, accompagnée d'un fort dégagement de fumée. Le couvercle du condensateur était partiellement desserti du boîtier et l'enveloppe plastique était déchirée. Il était possible de séparer le couvercle du boîtier pratiquement sans effort. Les électrodes étaient encore enroulées et peu endommagées.

1.8.4.5 Essai de court-circuit atteignant 200 A avec membrane de sécurité obstruée

Un courant non limité fourni par un puissant accumulateur au plomb a atteint la valeur de 200 A en dix secondes. Il s'en est suivi une forte explosion accompagnée d'un fort dégagement de fumée. Le couvercle du condensateur a été retrouvé complètement desserti du boîtier. Les dégâts au boîtier, la taille et l'aspect des débris déchiquetés des électrodes étaient très similaires à ceux constatés lors de l'accident.

1.8.5 Retour d'expérience

Selon un mécanicien d'aviation ayant travaillé sur plusieurs avions Tecnam P2002-JF, il est arrivé que certains redresseur-régulateurs, présentent des traces de surchauffe sur le connecteur des deux cosses venant de l'alternateur. Ils auraient été changés à titre préventif. Lors de ces interventions, ce mécanicien a constaté que le câblage de certains avions ne correspondait pas toujours au schéma du manuel de maintenance.

Il n'a jamais été nécessaire de remplacer un condensateur de 22 000 µF.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Système électrique

Les essais effectués sur les divers composants du système électrique n'ont pas mis en évidence de défaut. On peut en déduire que le court-circuit ayant conduit à la fusion du fusible de 50 A et à l'explosion d'un des deux condensateurs est dû à une défaillance interne ayant conduit à un claquage. Bien que peu fréquent, ce phénomène est connu et se produit parfois dans les systèmes électriques industriels utilisant de tels condensateurs.

2.1.2 Câblage et court-circuit

L'enquête a relevé des différences entre le câblage effectif du HB-KPB et le schéma de câblage tel qu'il figure dans le manuel de maintenance. Le câblage du HB-KPB permet à la batterie d'alimenter le court-circuit dans le condensateur à travers le fusible de 50 A. Un câblage conforme à celui du manuel de maintenance aurait limité le courant de court-circuit à 25 A. Les essais ont montré qu'une intensité plus faible aurait retardé l'apparition de fumée toxique et réduit les dommages mécaniques causés au condensateur, limitant ainsi les projections brûlantes et le risque d'incendie. En outre, la cosse de la borne positive a été mal positionnée lors de l'installation et son isolation obstruait la membrane de sécurité. Ceci a provoqué des dommages plus importants au condensateur et à proximité de ce dernier.

2.1.3 Emplacement des condensateurs

Les deux condensateurs étaient installés dans l'habitacle. L'enquête a mis en évidence les dangers liés à cet emplacement en cas de défectuosité.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Ouverture de la verrière et atterrissage d'urgence

L'apparition de fumée toxique pour les occupants a nécessité l'ouverture de la verrière. Ceci a permis au pilote de maintenir ses références visuelles et de garantir le contrôle de l'avion, évitant ainsi une issue beaucoup plus grave.

Compte tenu de l'incertitude du pilote concernant l'étendue des dégâts à l'avion, la décision d'atterrir en urgence dans un champ était adéquate.

La faible hauteur et l'évitement de la ligne électrique juste avant l'atterrissage ont mobilisé toute l'attention du pilote.

2.2.2 Contrôle aérien

Le contrôleur de la circulation aérienne a réagi promptement en ordonnant des remises des gaz aux trafics en approche et en stoppant l'alignement d'un avion au point d'attente. La piste 23 béton était ainsi disponible et aurait permis un retour optimal au HB-KPB. L'activation des secours s'est faite sans délai.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- Le HB-KPB a effectué un vol d’une durée de vingt-six minutes peu de temps avant le vol au cours duquel s’est produit l’accident et aucune défectuosité n’a été inscrite dans le carnet de route suite à ce vol.
- Aucune modification du câblage n’a été effectuée entre la mise en service de l’avion et l’accident.
- Le câblage relevé sur l’avion ne correspondait pas au schéma du manuel de maintenance.
- Le fusible de 50 A a fondu.
- Le schéma électrique d’installation du moteur requiert le montage de deux condensateurs de 22 000 µF.
- Les deux condensateurs de 22 000 µF étaient installés dans le cockpit, au-dessus du palonnier droit.
- Un des condensateurs de 22 000 µF a subi un claquage suivi d’un court-circuit.
- Le court-circuit a provoqué un échauffement avec un dégagement de fumée toxique ainsi que des projections brûlantes d’électrolyte dans l’habitacle.
- La membrane de sécurité du condensateur était obstruée par la protection isolante de la borne positive.
- Le condensateur endommagé a explosé.

3.1.2 Aspects opérationnels et humains

- Le pilote possédait une licence adéquate.
- Aucun élément n’indique que le pilote ait été affecté dans son état de santé lors de la survenue de l’accident.
- Le dégagement de fumée est apparu lors de la montée initiale.
- Le pilote a tourné à droite afin de rejoindre le circuit de la piste 23 gazon.
- Les occupants ont réussi à ouvrir la verrière en vol et la fumée a ainsi pu être aspirée hors du cockpit.
- Le pilote a effectué un atterrissage d’urgence dans un champ herbeux.
- Les occupants ont quitté l’avion indemnes et par leurs propres moyens.
- Le contrôleur de la circulation aérienne a organisé le trafic en prévision d’un retour du HB-KPB sur la piste 23 béton.
- Les secours sont arrivés rapidement.

3.1.3 Aspects environnementaux

- Les conditions météorologiques n’ont pas joué de rôle dans le déroulement de l’accident.

3.2 Cause

L’accident est dû à une défaillance d’un condensateur ayant provoqué un court-circuit suivi d’un dégagement de fumée dans le cockpit qui a contraint le pilote à effectuer un atterrissage d’urgence hors aérodrome.

Les facteurs suivants ont contribué à la survenue de l’accident :

- l’installation des condensateurs dans l’habitacle ;
- le câblage non conforme au schéma du constructeur ;
- l’obstruction de la membrane de sécurité du condensateur défectueux.

4 Recommandations de sécurité avis concernant la sécurité et mesures prises après l'accident

Recommandations de sécurité

Selon l'annexe 13 de la Convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) et l'article 17 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil de l'Union européenne du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile et abrogeant la directive 94/56/CE, toutes les recommandations de sécurité formulées dans le présent rapport sont adressées aux autorités de surveillance de l'Etat concerné, qui peuvent choisir de les appliquer en tout ou partie. Cependant toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées à améliorer la sécurité aérienne conformément aux objectifs mentionnés dans les recommandations de sécurité.

Concernant les recommandations de sécurité, la législation suisse prévoit dans l'ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) la réglementation suivante :

« Art. 48 Recommandations en matière de sécurité

1 Le SESE adresse les recommandations en matière de sécurité à l'office fédéral compétent et en informe le département compétent. En cas de problèmes de sécurité urgents, il informe immédiatement le département compétent. Il peut donner son avis sur les rapports de mise en œuvre de l'office fédéral à l'attention du département compétent.

2 Les offices fédéraux informent périodiquement le SESE et le département compétent de la mise en œuvre des recommandations ou des raisons pour lesquelles ils ont renoncé aux mesures.

3 Le département compétent peut adresser des mandats de mise en œuvre à l'office fédéral compétent. »

Le SESE publie les réponses de l'office fédéral compétent ou des autorités de surveillance étrangères sur son site (www.sust.admin.ch), offrant de la sorte un aperçu relatif au degré de mise en œuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

Avis concernant la sécurité

Le SESE peut publier des avis concernant la sécurité en réaction à des déficits de sécurité constatés lors de l'enquête. Des avis concernant la sécurité sont formulés lorsqu'une recommandation de sécurité au sens du règlement (UE) n° 996/2010 semble inadéquate, n'est formellement pas possible ou lorsque la forme moins contraignante de l'avis concernant la sécurité aura vraisemblablement plus d'impact. Les avis concernant la sécurité du SESE se fondent juridiquement sur l'article 56 OEIT :

« Art. 56 Informations pour la prévention des accidents

Le SESE peut préparer et publier des informations générales utiles pour la prévention des accidents. »

4.1 Recommandations de sécurité

4.1.1 Emplacement des condensateurs requis par le motoriste

4.1.1.1 Déficit de sécurité

Le 8 septembre 2013 à 10 h 52 min, l'avion Tecnam P2002-JF immatriculé HB-KPB décolle de la piste 23 gazon de l'aéroport de Genève. A bord se trouvent

le pilote et un passager. Environ trente secondes plus tard, lors de la montée initiale, le pilote entend un bruit ressemblant à un court-circuit électrique suivi immédiatement d'un bruit d'explosion. Juste après, de la fumée toxique, âcre et blanche, apparaît au niveau des pieds des deux occupants. Le pilote entame un virage à droite, informe le contrôleur de la circulation aérienne d'un problème de fumée dans le cockpit et du fait qu'il désire rejoindre le circuit de la piste 23 gazon.

Peu avant de rejoindre le vent-arrière, une seconde explosion se produit dans le cockpit et le dégagement de fumée augmente fortement. Les occupants ne voient plus les instruments et sont gênés par la fumée. Le HB-KPB vole au cap nord lorsque le pilote aperçoit un champ herbeux et se dirige vers celui-ci. Puis il demande au passager de l'aider à ouvrir la verrière et la fumée est aspirée hors du cockpit. Le pilote effectue un atterrissage d'urgence hors aérodrome.

La défaillance du condensateur installé dans l'habitacle a causé un court-circuit suivi d'un dégagement de fumée toxique.

4.1.2 Recommandation de sécurité n° 501

L'agence européenne de la sécurité aérienne (*European Aviation Safety Agency* – EASA) devrait s'assurer que l'installation des condensateurs garantisse la sécurité des occupants en cas de défaillance.

4.2 Avis concernant la sécurité

Aucun

4.3 Mesures adoptées depuis l'accident pour améliorer la sécurité aérienne

L'EASA a adopté la mesure suivante suite à l'accident du HB-KPB :

"As a result of this occurrence, Tecnam has decided to reduce the replacement time of the component. EASA is reviewing together with the TCH the suitability of this measure."

Payerne, 5 octobre 2015 Bureau d'enquête du SESE

Ce rapport final a été approuvé par la commission du Service suisse d'enquête de sécurité SESE (art. 10 lit. h de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports du 17. décembre 2014).

Berne, 22 octobre 2015